

This Page Is Inserted by IFW Operations  
and is not a part of the Official Record

## **BEST AVAILABLE IMAGES**

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

**IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.**

**As rescanning documents *will not* correct images,  
please do not report the images to the  
Image Problem Mailbox.**



IN THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE

In re application of: **RYU, Chulsung, et al.**

Group Art Unit: **3746**

Serial No.: **10/734,279**

Examiner: **Not Yet Assigned**

Filed: **December 15, 2003**

P.T.O. Confirmation No.: **1773**

For. **AN ABLATIVE BAFFLE FOR A LIQUID ROCKET ENGINE THRUST CHAMBER**

**CLAIM FOR PRIORITY UNDER 35 U.S.C. 119**

Commissioner for Patents  
P.O. Box 1450  
Alexandria, VA 22313-1450

Date: May 11, 2004

Sir:

The benefit of the filing date of the following prior foreign application is hereby requested for the above-identified application, and the priority provided in 35 U.S.C. 119 is hereby claimed:

**Korean Appln. No. 10-2003-0079743, filed November 12, 2003**

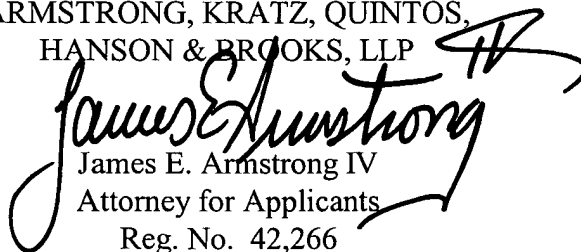
In support of this claim, the requisite certified copy of said original foreign application is filed herewith.

It is requested that the file of this application be marked to indicate that the applicants have complied with the requirements of 35 U.S.C. 119 and that the Patent and Trademark Office kindly acknowledge receipt of said certified copy.

In the event that any fees are due in connection with this paper, please charge our Deposit Account No. 01-2340.

Respectfully submitted,

ARMSTRONG, KRATZ, QUINTOS,  
HANSON & BROOKS, LLP

  
James E. Armstrong IV  
Attorney for Applicants  
Reg. No. 42,266

JAM/rmp  
Atty. Docket No. **031324**  
Suite 1000  
1725 K Street, N.W.  
Washington, D.C. 20006  
(202) 659-2930



**23850**

PATENT TRADEMARK OFFICE



별첨 사본은 아래 출원의 원본과 동일함을 증명함.

This is to certify that the following application annexed hereto is a true copy from the records of the Korean Intellectual Property Office.

출원 번호 : 10-2003-0079743  
Application Number

출원 년 월 일 : 2003년 11월 12일  
Date of Application NOV 12, 2003

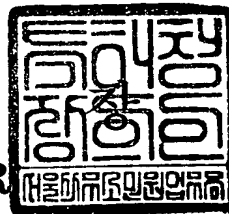
출원인 : 한국항공우주연구원  
Applicant(s) KOREA AEROPACE RESEARCH INSTITUTE



2003 년 12 월 09 일

특 허 청

COMMISSIONER



## 【서지사항】

|            |   |
|------------|---|
| 【서류명】      | 특허출원서   |
| 【권리구분】     | 특허  |
| 【수신처】      | 특허청장  |
| 【제출일자】     | 2003.11.12                                    |
| 【발명의 명칭】   | 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치                            |
| 【발명의 영문명칭】 | An ablative baffle for a liquid rocket engine |
| 【출원인】      |   |
| 【명칭】       | 한국항공우주연구원                                     |
| 【출원인코드】    | 3-1998-007778-7                               |
| 【대리인】      |   |
| 【성명】       | 채종길   |
| 【대리인코드】    | 9-2000-000120-1                               |
| 【포괄위임등록번호】 | 2003-077685-1                                 |
| 【발명자】      |   |
| 【성명의 국문표기】 | 류철성   |
| 【성명의 영문표기】 | RYU, Chul Sung                                |
| 【주민등록번호】   | 671020-1400721                                |
| 【우편번호】     | 302-782                                       |
| 【주소】       | 대전광역시 서구 만년동 초원 APT 107-1008호                 |
| 【국적】       | KR  |
| 【발명자】      |   |
| 【성명의 국문표기】 | 설우석   |
| 【성명의 영문표기】 | SEOL, Woo Seok                                |
| 【주민등록번호】   | 610510-1047811                                |
| 【우편번호】     | 305-755                                       |
| 【주소】       | 대전광역시 유성구 어은동 한빛아파트 101동 1001호                |
| 【국적】       | KR  |
| 【발명자】      |   |
| 【성명의 국문표기】 | 한상엽   |
| 【성명의 영문표기】 | HAN, Sang Yeop                                |
| 【주민등록번호】   | 630309-1120914                                |

【우편번호】 305-762  
【주소】 대전광역시 유성구 전민동 464-1 엑스포아파트 501동 1001호  
【국적】 KR  
【심사청구】 청구  
【취지】 특허법 제42조의 규정에 의한 출원, 특허법 제60조의 규정에 의한 출원심사를 청구합니다. 대리인  
채종길 (인)  
【수수료】  
【기본출원료】 20 면 29,000 원  
【가산출원료】 5 면 5,000 원  
【우선권주장료】 0 건 0 원  
【심사청구료】 18 항 685,000 원  
【합계】 719,000 원  
【감면사유】 정부출연연구기관  
【감면후 수수료】 359,500 원  
【첨부서류】 1. 요약서·명세서(도면)\_1통

**【요약서】****【요약】**

본 발명은 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치에 관한 것으로, 일면과 상기 일면에 대향된 면이 개방되어 있으며, 제 1 폐곡면을 갖는 중공 구조의 허브 부재와; 상기 제 1 폐곡면의 외측부에 각각의 일단부가 탈착 가능하도록 결합된 복수 개의 블레이드 리브 부재와; 일면과 상기 일면에 대향된 면이 개방되어 있으며, 제 2 폐곡면을 갖는 중공 구조로써 상기 제 2 폐곡면의 내측부가 상기 리브 부재의 각 타단부에 연결된 블레이드 연결 부재를 포함하여 구성됨으로써, 종래의 내부 냉각 방식을 이용하지 않고 금속 코어와 내열재를 활용한 복합 내열재 구조를 이용한 흡열 냉각 방식을 채택함으로써 액체 로켓 엔진 시스템을 단순화하여 엔진의 신뢰성을 증가시키고 제작 시간 및 비용을 절감할 수 있는 효과가 있다.

**【대표도】**

도 1

**【색인어】**

액체 로켓 엔진, 연소 안정화장치, 내열재 배플, 음향공, 흡열 냉각

**【명세서】****【발명의 명칭】**

액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치 {An ablative baffle for a liquid rocket engine}

**【도면의 간단한 설명】**

도 1은 본 발명에 의한 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치를 나타내는 사시도이다.

도 2는 도 1의 결합 사시도이다.

도 3은 본 발명에 의한 허브 부재를 나타내는 사시도이다.

도 4는 도 3의 IV - IV선을 따라 절단한 단면도이다.

도 5는 도 3의 V - V선을 따라 절단한 단면도이다.

도 6은 본 발명에 의한 블레이드 리브 부재 및 블레이드 연결 부재를 나타내는 사시도이다.

도 7은 도 6의 VII - VII선을 따라 절단한 단면도이다.

도 8은 도 6의 VIII - VIII선을 따라 절단한 단면도이다.

도 9는 일반적인 액체 로켓 엔진의 엔진 연소기 내부 압력 섭동상태를 나타내는 그래프이다.

도 10은 본 발명에 의한 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치를 장착한 로켓 엔진의 엔진 연소기 내부 압력 섭동상태를 나타내는 그래프이다.

도 11은 본 발명에 의한 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치가 로켓 엔진 헤드부에 장착된 상태를 나타내는 사진이다.

도 12는 도 11의 연소 시험후 상태를 나타내는 사진이다.

## &lt;&lt; 도면의 주요부분에 대한 부호의 설명 &gt;&gt;

10 : 허브 부재

11 : 금속 코어      11a : 단턱부

12 : 제 1 폐곡면      12a : 결합공

12b : 점화 화염 유도공

13 : 내열재

20 : 블레이드 리브 부재

21 : 금속 코어      21a : 철부(凸部)

21b : 관통공

22 : 돌출된 일단부

23 : 내열재

30 : 블레이드 연결 부재

32 : 제 2 폐곡면      32a : 조립 관통공

32b : 단턱부



**【발명의 상세한 설명】****【발명의 목적】****【발명이 속하는 기술분야 및 그 분야의 종래기술】**

- <27>        본 발명은 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치에 관한 것으로, 더욱 상세하게는 액체 로켓 엔진의 연소실 연소실 내에 발생하는 특정한 음향 모드를 갖는 연소 불안정성을 개선할 수 있는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치에 관한 것이다.
- <28>        액체 로켓 엔진은 산화제와 연료를 연소실 내로 분사시켜 연소시킨 후 발생하는 고온 고압의 연소 가스를 노즐을 통해 대량 방출시킴으로써 추력을 얻는 장치이다.
- <29>        그러나, 이러한 액체 로켓 엔진은 연소실 내에서 연소가 이루어지는 동안에 임의의 특정한 음향 모드(acoustic mode)를 갖는 연소 불안정성이 발생될 확률이 높다. 더욱이, 연소 불안정성의 발생과 이의 증폭은 엔진 파손의 치명적인 문제점을 야기하여 액체 로켓 엔진의 신뢰성을 저해한다.
- <30>        최근에 들어, 액체 로켓 엔진의 연소 불안정성을 해소하기 위하여 제안된 기술은 음향공(acoustic absorber) 또는 배플(baffle)을 활용하는 것이다.
- <31>        먼저, 음향공은 엔진 상부의 헤드부 또는 연소실부에 일정한 형태의 공간을 형성하여 연소실의 공진 주파수를 감쇄시키는 것이다. 그리고, 배플은 분사기가 위치한 면에 칸막이 형태의 구조물을 장착하여 연소 가스의 유동을 제어함으로써 공진 주파수를 감쇄하는 것이다.
- <32>        일반적으로, 널리 활용되는 연소 불안정성의 해소 방안은 배플을 활용한 기술이나 구조물이 연소실 내부에 장착되기 때문에 고온 고압의 연소 가스에 노출되어 용융 또는 파손되는

단점이 있다. 더욱이, 연소 불안정성에 기인하여 엔진과 결합된 다른 구조물 및 부품들이 파손되는 단점이 있다.

<33> 따라서, 구조물의 용융 또는 파손을 방지하도록 채택될 수 있는 일반적인 방안은 일정 온도 이상으로 구조물의 온도가 상승되지 않도록 연소안정화 장치의 내부에 냉각 유로를 만들어 추진제를 통과시켜 냉각하는 방식이다. 이 방식의 경우 제작 방식이 복잡해지며 구조물이 고온이 연소가스 열에 의하여 손상되지 않도록 하기 위해서는 고압으로 추진제를 분사시켜야 하기 때문에 저압 엔진 시스템을 사용할 경우 충분한 냉각을 위해서는 별도의 가압 장치를 부설하여 고압으로 연료를 분사시켜 냉각하여야 하지만, 엔진 형상 및 전체적인 전체적인 추진 시스템이 복잡해지는 부차적인 문제를 야기한다. 또한, 추진제 탱크를 고압으로 가압하여 연소안정화 장치를 냉각시키는 일 방안은 고압에 견딜 수 있도록 탱크의 두께를 증가시켜 탱크의 중량비를 증가시켜 전체적인 발사체의 구조 중량비가 증가됨으로써 발사체의 성능을 저하시키는 치명적인 문제점을 야기한다.

#### 【발명이 이루고자 하는 기술적 과제】

<34> 상기와 같은 문제점을 해소하기 위하여 창출된 본 발명의 목적은, 기하학적 형상에 의해 액체 로켓 엔진의 연소 불안정성을 제어할 수 있는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치를 제공함에 있다.

<35> 이러한 본 발명의 목적은, 일면과 일면에 대향된 면이 개방되어 있으며, 제 1 폐곡면을 갖는 중공 구조의 허브 부재와; 제 1 폐곡면의 외측부에 각각의 일단부가 탈착 가능하도록 결합된 복수 개의 블레이드 리브 부재와; 일면과 일면에 대향된 면이 개방되어 있으며, 제 2 폐곡면을 갖는 중공 구조로써 제 2 폐곡면의 내측부가 리브 부재의 각 타단부에 연결된 블레이드

연결 부재를 포함하여 구성된 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치에 의해 달성될 수 있다.

<36> 바람직하게는, 본 발명의 제 1 폐곡면은 원주를 따라 형성된 링 형상의 면이다.

<37> 보다 바람직하게는, 본 발명의 제 1 폐곡면에는 블레이드 리브 부재의 각 일단부가 결합되는 복수 개의 결합공과, 결합공 보다 내경이 작은 복수 개의 점화 화염 유도공이 형성된다.

<38> 보다 바람직하게는, 본 발명의 결합공과 점화 화염 유도공의 중심은 제 1 폐곡면의 동일한 원주를 따라 형성된다.

<39> 바람직하게는, 본 발명의 허브 부재는 금속 코어와, 금속 코어의 표면에 형성된 내열재로 구성된다.

<40> 보다 바람직하게는, 본 발명의 금속 코어는 결합공을 기준으로 하여 허브 부재의 양측 폭 방향에 각기 하나씩 내열재에 내장된다.

<41> 보다 바람직하게는, 본 발명의 내열재의 일측에 내장된 금속 코어는 내열재에 대하여 적어도 일면 이상이 부분 노출되어 있으며, 금속 코어의 노출된 일면에 단턱부가 형성된다.

<42> 바람직하게는, 본 발명의 블레이드 리브 부재는 금속 코어와, 금속 코어의 표면에 형성된 내열재로 구성된다.

<43> 보다 바람직하게는, 본 발명의 금속 코어는 내열재에 대하여 일면이 노출되어 있으며, 노출된 일면에 철부(凸部)가 형성된다.

<44> 보다 바람직하게는, 본 발명의 금속 코어의 폭 방향 단면 형상은 사각 로드 형상을 기본으로 하여 사각 로드의 길이 방향을 따라 복수 개의 켜기가 이격 형성된 복합 형상이다.

<45> 보다 바람직하게는, 본 발명의 금속 코어는 복수 개의 관통공이 형성된다.

- <46> 바람직하게는, 본 발명의 제 2 폐곡면은 원주를 따라 형성된 링 형상의 면이다.
- <47> 바람직하게는, 본 발명은 제 2 폐곡면에 복수 개의 조립 관통공이 형성된다.
- <48> 보다 바람직하게는, 본 발명은 제 2 폐곡면의 일측면에 단턱부가 형성된다.
- <49> 보다 바람직하게는, 본 발명은 제 2 폐곡면의 내측면에 코팅 형성된 지르코니아 내열 코팅막을 더 포함한다.
- <50> 바람직하게는, 본 발명의 블레이드 연결 부재는 블레이드 부재 및 허브 부재의 높이 보다 낮은 높이이다.
- <51> 바람직하게는, 본 발명의 블레이드 연결 부재는 복수 개로 분할된 분할편으로 구성되어 있되, 분할편들은 각기 대응된 하나 이상의 리브 부재와 연결된다.
- <52> 보다 바람직하게는, 본 발명의 블레이드 연결 부재는  $2N$  개 ( $N$  : 양의 정수) 이상으로 균등 분할된 복수 개의 분할편으로 구성된다.

#### 【발명의 구성 및 작용】

- <53> 이하, 도면을 참조하여 본 발명의 구성을 상세히 설명하면 다음과 같다.
- <54> 도 1은 본 발명에 의한 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치를 나타내는 사시도이고, 도 2는 도 1의 결합 사시도이다.
- <55> 도 1 및 도 2를 참조하면, 본 발명에 의한 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치는 허브 부재(10)와, 허브 부재(10)의 외측면에 일단부가 각기 결합된 복수 개의 블레이드 리브 부재(20)와, 블레이드 리브 부재(20)의 각 타단부와 연결된 블레이드 연결 부재(30)를 포함하여 구성되어 있다.

- <56> 허브 부재(10)는 상부면과 그 상부면에 대향된 하부면이 개방되어 있으며, 제 1 폐곡면(12)을 갖는 중공 구조이다.
- <57> 제 1 폐곡면(12)은 원주를 따라 형성된 면이며 예컨대 링 형상으로 형성되어 있다.
- <58> 제 1 폐곡면(12)은 블레이드 리브 부재(20)의 각 일단부가 결합되는 복수 개의 결합공(12a)과, 결합공(12a) 보다 내경이 작은 복수 개의 점화 화염 유도공(12b)이 형성되어 있다. 여기서, 결합공(12a) 및 점화 화염 유도공(12b)은 제 1 폐곡면(12)의 폭 방향 지름이 원주 방향 지름보다 큰 장방향의 관통공이다.
- <59> 그리고, 결합공(12a) 및 점화 화염 유도공(12b)의 중심은 제 1 폐곡면(12)의 동일한 원주를 따라 위치된다. 또한, 점화 화염 유도공(12b)은 결합공(12a) 사이에 복수 개가 형성되어 있다.
- <60> 블레이드 리브 부재(20)는 각각의 돌출된 일단부(22)가 허브 부재(10)의 결합공(12a)에 삽입되어 결합되어 있으며, 각기 대응된 타단부는 블레이드 연결 부재(30)에 연결되어 있다. 즉, 블레이드 리브 부재(20)는 블레이드 연결 부재(30)와 일체로 형성되어 있다.
- <61> 블레이드 연결 부재(30)는 상부면과 그 상부면에 대향된 면이 개방되어 있으며, 제 2 폐곡면(32)을 갖는 중공 구조이다. 여기서, 블레이드 연결 부재(30)는 블레이드 리브 부재(20) 및 허브 부재(10)의 높이 보다 낮은 높이를 갖는다.
- <62> 제 2 폐곡면(32)은 원주를 따라 형성된 면이며 예컨대 링 형상으로 형성되어 있다.
- <63> 또한, 제 2 폐곡면(32)은 액체 로켓 엔진(도시 안됨)의 헤드부와 체결되도록 복수 개의 조립 관통공(32a)이 형성되어 있다. 그리고, 제 2 폐곡면(32)의 하측부는 액체 로켓 엔진의

헤드부 및 인젝터 페이스(Injector face)와 끼워맞춤되어 진동 및 구조적인 안정성을 제공하도록 단턱부(32b)가 형성되어 있다.

<64> 제 2 폐곡면(32)의 내측면은 고온의 연소 가스와 접촉되어 열 손상되는 것을 방지하도록 지르코니아(zirconia)를 이용하여 내열 코팅막(32c)이 형성되어 있다(도 2의 확대 단면도 참조).

<65> 또한, 블레이드 연결 부재(30)는 복수 개로 분할된 분할편(34)으로 조립되어 있되, 분할편들(34)은 각기 대응된 리브 부재(20)와 일체로 형성되어 있다. 특히, 블레이드 연결 부재는 균등하게 6분할되어 있다.

<66> 본 발명에 의한 블레이드 연결 부재(30)는 6 균등 분할된 것에 한정하여 설명되었지만, 이에 한정하지 않고  $2N$  개 또는  $2N + 1$  개 ( $N$ : 양의 정수) 이상으로 균등 분할될 수 있다.

<67> 도 3은 본 발명에 의한 허브 부재를 나타내는 사시도이고, 도 4는 도 3의 IV - IV선을 따라 절단한 단면도이고, 도 5는 도 3의 V - V선을 따라 절단한 단면도이다.

<68> 도 3 내지 도 5를 참조하면, 본 발명에 의한 허브 부재(10)는 제 1 폐곡면 (12)의 동일한 원주를 따라 6개의 결합공(12a) 및 12개의 점화 화염 유도공(12b)이 형성되어 있다.

<69> 여기서, 결합공(12a)은 리브 부재(20)의 일단부가 삽입 결합되는 관통공이며, 점화 화염 유도공(12b)은 초기 점화기(도시 안됨)에서 발생한 점화 화염을 연소실(도시 안됨) 내부에 잘 분포되도록 하는 관통공이다.

<70> 허브 부재(10)의 단면 구조를 살펴 보면, 허브 부재(10)는 금속 코어(11)와, 금속 코어(11)의 표면에 형성된 내열재(13)로 구성되어 있다.

- <71> 이를 좀 더 상세히 설명하면, 본 발명에 의한 허브 부재(10)의 금속 코어 (11)는 결합공 (12a)을 기준으로 하여 허브 부재(10)의 양측 폭 방향에 각기 하나씩 내열재에 내장되어 있다. 또한, 내열재(13)의 하측부에 내장된 금속 코어(11)는 내열재(13)에 대하여 적어도 일면 이상이 부분 노출되어 있으며, 금속 코어(11)의 노출된 일면에 단턱부(11a)가 형성되어 있다.
- <72> 도 6은 본 발명에 의한 블레이드 리브 부재 및 블레이드 연결 부재를 나타내는 사시도이고, 도 7은 도 6의 VII - VII선을 따라 절단한 단면도이고, 도 8은 도 6의 VIII - VIII선을 따라 절단한 단면도이다.
- <73> 도 6 내지 도 8을 참조하면, 본 발명에 의한 블레이드 리브 부재(20)와 블레이드 연결 부재(30)는 일체로 형성되어 있으며, 블레이드 연결 부재(30)는 4개의 조립 관통공(32a)이 형성되어 있다.
- <74> 여기서, 미설명부호 "22"는 돌출된 "일단부"이다.
- <75> 블레이드 리브 부재(20)는 금속 코어(21)와, 금속 코어(23)의 표면에 형성된 내열재(23)로 구성되어 있다. 여기서, 금속 코어(21)는 내열재(23)에 대하여 하측면이 노출되어 있으며, 노출된 하측면에는 철부(凸部)(21a)가 형성되어 있다.
- <76> 그리고, 금속 코어(21)의 폭 방향 단면 형상은 사각 로드 형상을 기본으로 하여 상기 사각 로드의 길이 방향을 따라 복수 개의 켜기가 이격 형성된 복합 형상이다. 또한, 금속 코어(21)는 복수 개의 관통공(21b)이 형성되어 있으며, 이 관통공 (21b)에 내열재(23)가 충전되어 있다.

- <77> 블레이드 연결 부재(30)의 하측부는 액체 로켓 엔진의 헤드부 및 인젝터 페이스 (Injector face)와 끼워맞춤되어 진동 및 구조적인 안정성을 제공하도록 단턱부 (32b)가 형성되어 있다.
- <78> 도 9는 종래 기술에 의한 액체 로켓 엔진의 엔진 연소기 내부 압력 섭동상태를 나타내는 그래프이고, 도 10은 본 발명에 의한 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치를 장착한 로켓 엔진의 엔진 연소기 내부 압력 섭동상태를 나타내는 그래프이다.
- <79> 먼저 도 9에 도시된 바와 같이, 일반적인 액체 로켓 엔진은 엔진 연소기 내부에서 발생된 압력 섭동이 시간의 경과에 따라 감쇄되지 않는 것이 확인되었다. 따라서, 이러한 액체 로켓 엔진은 전술된 바와 같이 공진 주파수가 증가되어 엔진 파손의 치명적인 문제점을 야기할 수 있다.
- <80> 또한 도 10에 도시된 바와 같이, 본 발명에 의한 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치를 장착한 로켓 엔진은 엔진 연소기 내부에서 초기에 압력 섭동이 발생하지만 시간의 경과에 따라 현저하게 감쇄되는 것을 확인되었다. 따라서, 본 발명은 간단한 기하학적인 형상을 갖는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치에 의해 엔진 연소기의 내부에 발생하는 압력 섭동이 단시간에 감쇄되어 종래 기술에서 야기될 수 있는 엔진의 파손과 같은 치명적인 문제점을 원천적으로 방지할 수 있는 효과가 있다.
- <81> 도 11 및 도 12는 본 발명에 의한 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치를 장착한 로켓 엔진의 연소 전, 후를 나타내는 칼라 사진으로써, 엔진 연소기 내부에는 그을름이 많이 형성되었으나 도 10에 도시된 바와 같이, 압력 섭동이 감쇄되어 본 발명에 의한 액체 엔진 로켓용 연소 안정화장치가 파손되지 않고 최초 설치된 형태를 유지하고 있음을 나타내고 있다.



<82>       이상에서 설명된 본 발명은 일실시예에 한정되어 설명되었지만, 이에 한정되지 않고 본 발명이 속하는 분야의 통상적인 기술 분야에서 통상의 지식을 가진 자가 용이하게 실시할 수 있는 정도의 변형은 본 발명의 기술적 사상에 속하는 것임은 자명하다.

**【발명의 효과】**

<83>       이상의 구성을 갖는 본 발명은 다음과 같은 이점(利點)이 있다.

<84>       첫째, 본 발명은 간단한 기하학적 형상을 갖는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치에 의해 액체 로켓 엔진의 완전 연소를 구현할 수 있다. 본 발명은 종래의 내부 냉각 방식을 이용하지 않고 금속 코어와 내열재를 활용한 복합 내열재 구조를 이용한 흡열 냉각 방식을 채택함으로써 액체 로켓 엔진 시스템을 단순화하여 엔진의 신뢰성을 증가시키고 제작 비용을 절감할 수 있다.

<85>       둘째, 본 발명은 액체 로켓 엔진의 점화시 엔진 연소기 내부에 발생하는 압력 섭동을 단 시간에 감쇄시켜 연소 불안정성을 개선할 수 있다. 결과적으로, 본 발명은 연소 불안정에 의해 야기되던 구조물의 용융 또는 파손 그리고, 탱크의 파손 등을 미연에 방지할 수 있다.

<86>       셋째, 본 발명은 액체 로켓 엔진의 구조 변경없이 액체 로켓 엔진의 헤드부에 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치를 장착 및 탈착이 가능하도록 하여 액체 로켓 엔진을 개발할 때 연소 안정화 장치가 손상되더라도 엔진 헤드부를 재제작하지 않고 연소안정화 장치만 교체할 수 있다.

<87>       넷째, 본 발명은 구성이 간단하여 제작 비용이 저렴하며 장착 또는 탈거가 용이하여 유지 보수가 간단하다. 따라서, 본 발명의 구성은 연소 안정성이 확보된 액체 로켓 엔진의 개발 시간을 단축할 수 있는 특징이 있다.

**【특허청구범위】****【청구항 1】**

일면과 상기 일면에 대향된 면이 개방되어 있으며, 제 1 폐곡면을 갖는 중공 구조의 허브 부재와;

상기 제 1 폐곡면의 외측부에 각각의 일단부가 탈착 가능하도록 결합된 복수 개의 블레이드 리브 부재와;

일면과 상기 일면에 대향된 면이 개방되어 있으며, 제 2 폐곡면을 갖는 중공 구조로서 상기 제 2 폐곡면의 내측부가 상기 리브 부재의 각 타단부에 연결된 블레이드 연결 부재를 포함하여 구성된 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치.

**【청구항 2】**

제 1 항에 있어서,

상기 제 1 폐곡면은 원주를 따라 형성된 링 형상의 면인 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치.

**【청구항 3】**

제 3 항에 있어서,

상기 제 1 폐곡면에는 상기 블레이드 리브 부재의 각 일단부가 결합되는 복수 개의 결합공과, 상기 결합공 보다 내경이 작은 복수 개의 점화 화염 유도공이 형성된 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치.

**【청구항 4】**

제 3 항에 있어서,

상기 결합공과 상기 점화 화염 유도공의 중심은 상기 제 1 폐곡면의 동일한 원주를 따라 형성된 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치.

**【청구항 5】**

제 1 항에 있어서,

상기 허브 부재는 금속 코어와, 상기 금속 코어의 표면에 형성된 내열재로 구성된 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치.

**【청구항 6】**

제 3 항 또는 제 5 항에 있어서,

상기 금속 코어는 상기 결합공을 기준으로 하여 상기 허브 부재의 양측 폭 방향에 각기 하나씩 상기 내열재에 내장된 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치.

**【청구항 7】**

제 6 항에 있어서,

상기 내열재의 일측에 내장된 상기 금속 코어는 상기 내열재에 대하여 적어도 일면 이상이 부분 노출되어 있으며, 상기 금속 코어의 노출된 일면에 단턱부가 형성된 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치.

**【청구항 8】**

제 1 항에 있어서,

상기 블레이드 리브 부재는 금속 코어와, 상기 금속 코어의 표면에 형성된 내열재로 구성된 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치.

**【청구항 9】**

제 8 항에 있어서,

상기 금속 코어는 상기 내열재에 대하여 일면이 노출되어 있으며, 상기 노출된 일면에 절부(凸部)가 형성된 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치.

**【청구항 10】**

제 8 항에 있어서,

상기 금속 코어의 폭 방향 단면 형상은 사각 로드 형상을 기본으로 하여 상기 사각 로드의 길이 방향을 따라 복수 개의 켜기가 이격 형성된 복합 형상인 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치.

**【청구항 11】**

제 8 항에 있어서,

상기 금속 코어는 복수 개의 관통공이 형성된 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치.

**【청구항 12】**

제 1 항에 있어서,

상기 제 2 폐곡면은 원주를 따라 형성된 링 형상인 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치.

**【청구항 13】**

제 1 항에 있어서,

상기 제 2 폐곡면에 복수 개의 조립 관통공이 형성된 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치.

**【청구항 14】**

제 12 항에 있어서,

상기 제 2 폐곡면의 일측면에 단턱부가 형성된 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치.

**【청구항 15】**

제 14 항에 있어서,

상기 제 2 폐곡면의 내측면에 코팅 형성된 지르코니아 내열 코팅막을 더 포함하는 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치.

**【청구항 16】**

제 1 항에 있어서,

상기 블레이드 연결 부재는 상기 블레이드 부재 및 상기 허브 부재의 높이 보다 낮은 높이인 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치.

## 【청구항 17】

제 1 항에 있어서,

상기 블레이드 연결 부재는 복수 개로 분할된 분할편으로 구성되어 있되,

상기 분할편들은 각기 대응된 하나 이상의 상기 리브 부재와 연결된 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치.

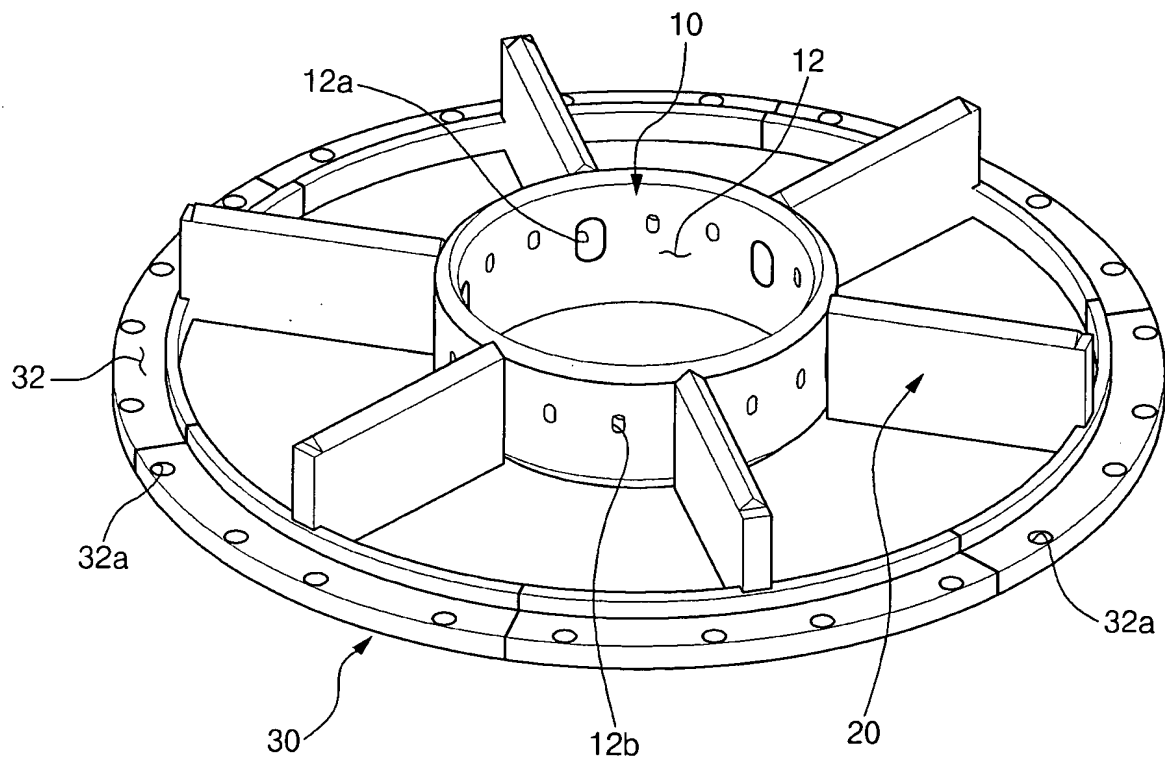
## 【청구항 18】

제 17 항에 있어서,

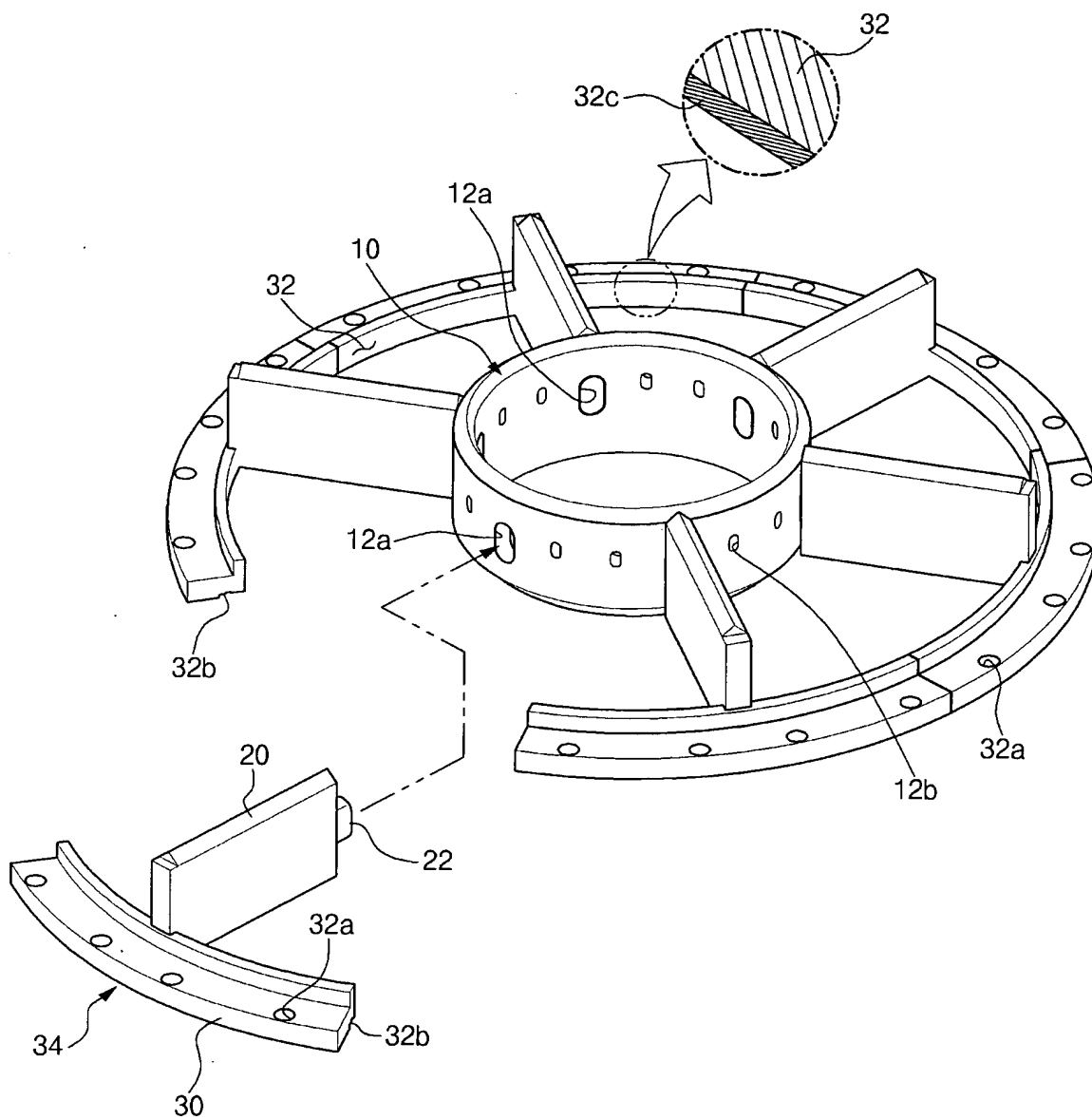
상기 블레이드 연결 부재는  $2N$  개 ( $N$ : 양의 정수) 이상으로 균등 분할된 복수 개의 분할편으로 구성된 것을 특징으로 하는 액체 로켓 엔진용 연소 안정화장치.

【도면】

【도 1】

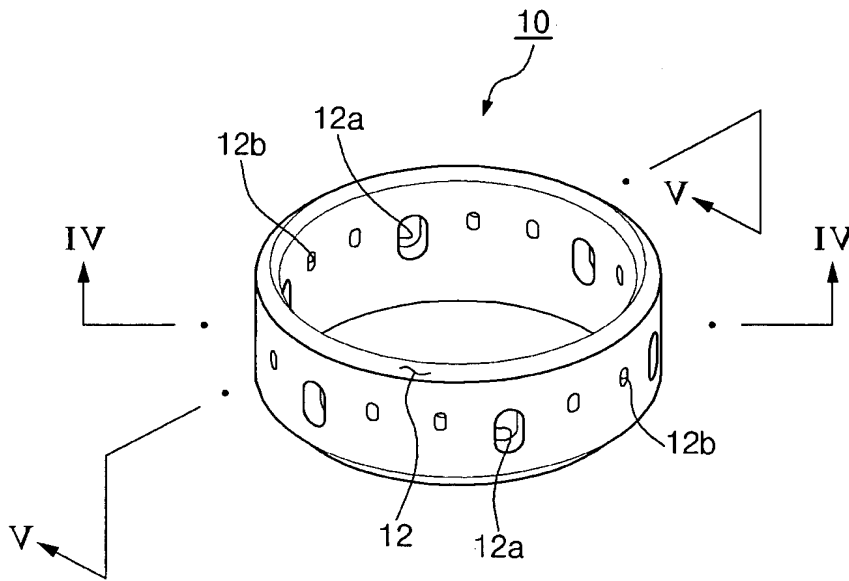


【도 2】

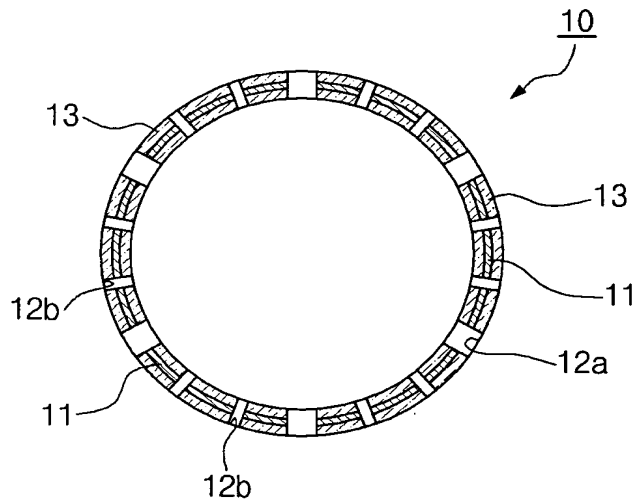




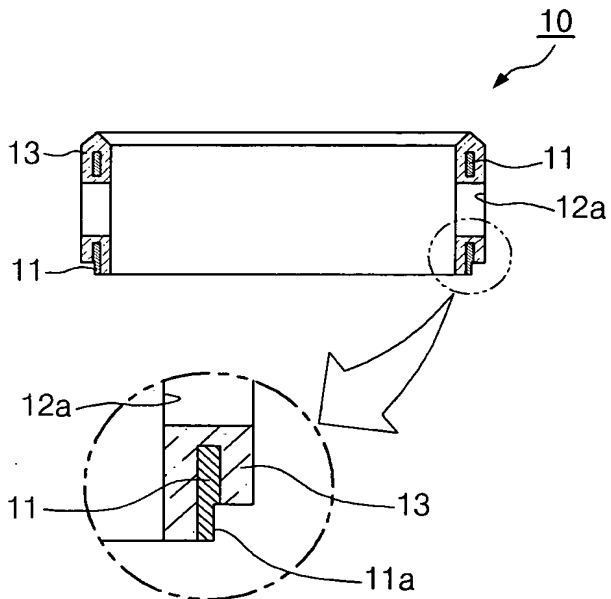
【도 3】



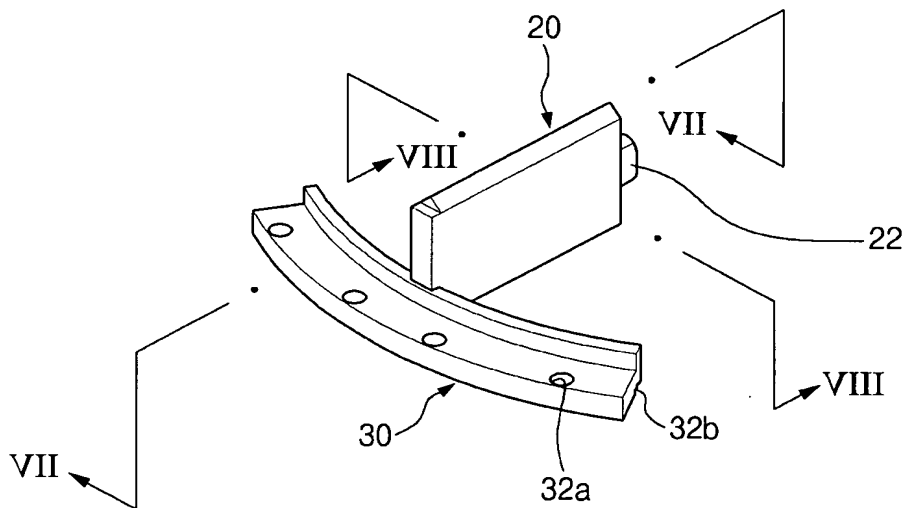
【도 4】



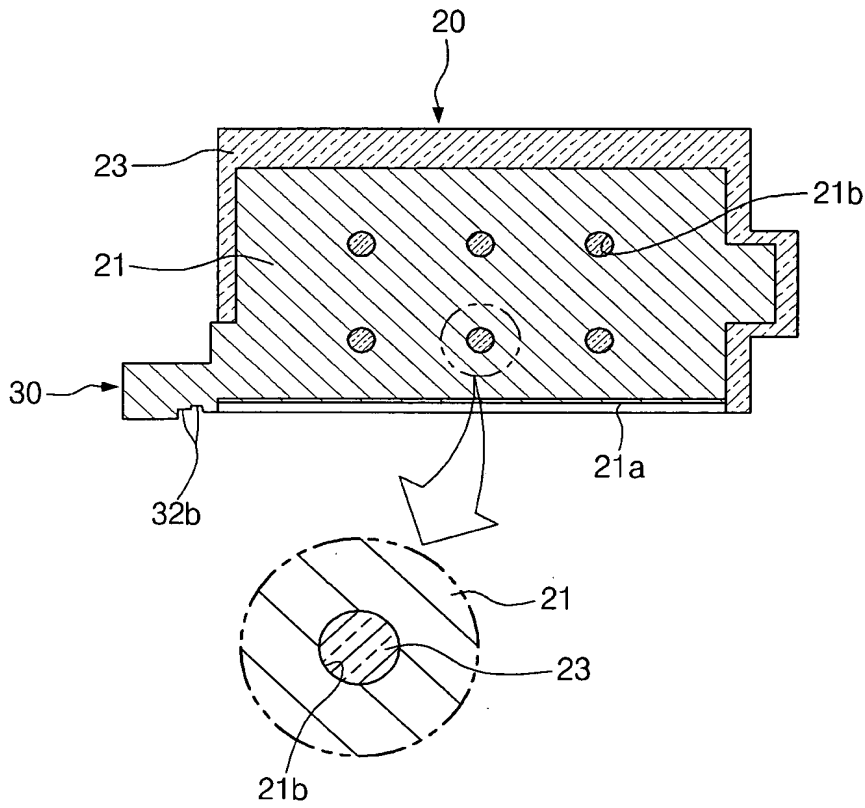
【도 5】



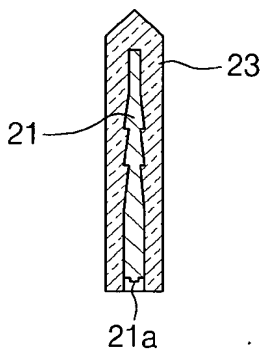
【도 6】



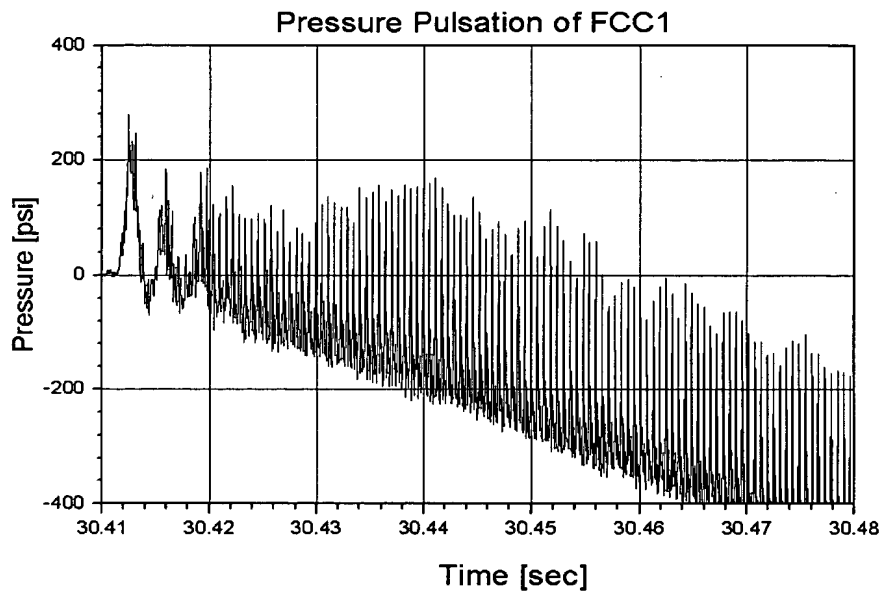
【도 7】



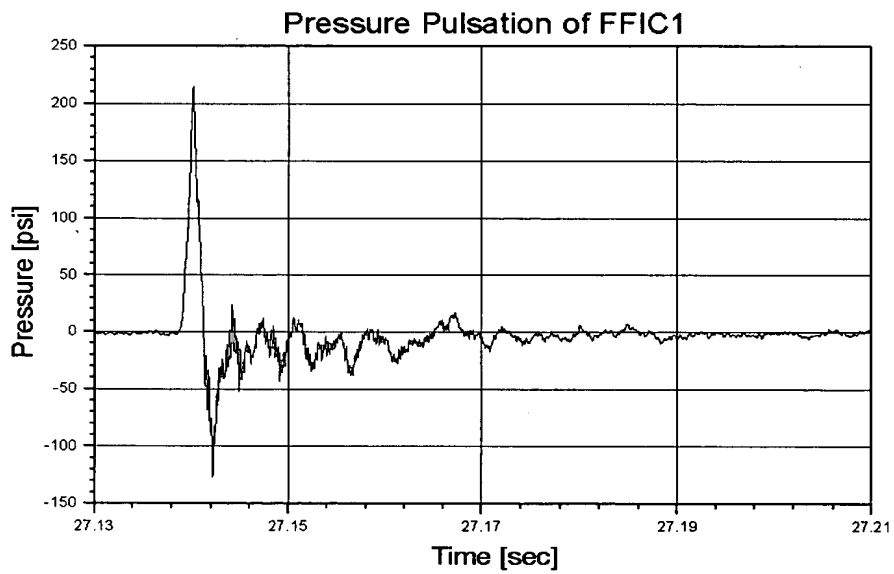
【도 8】



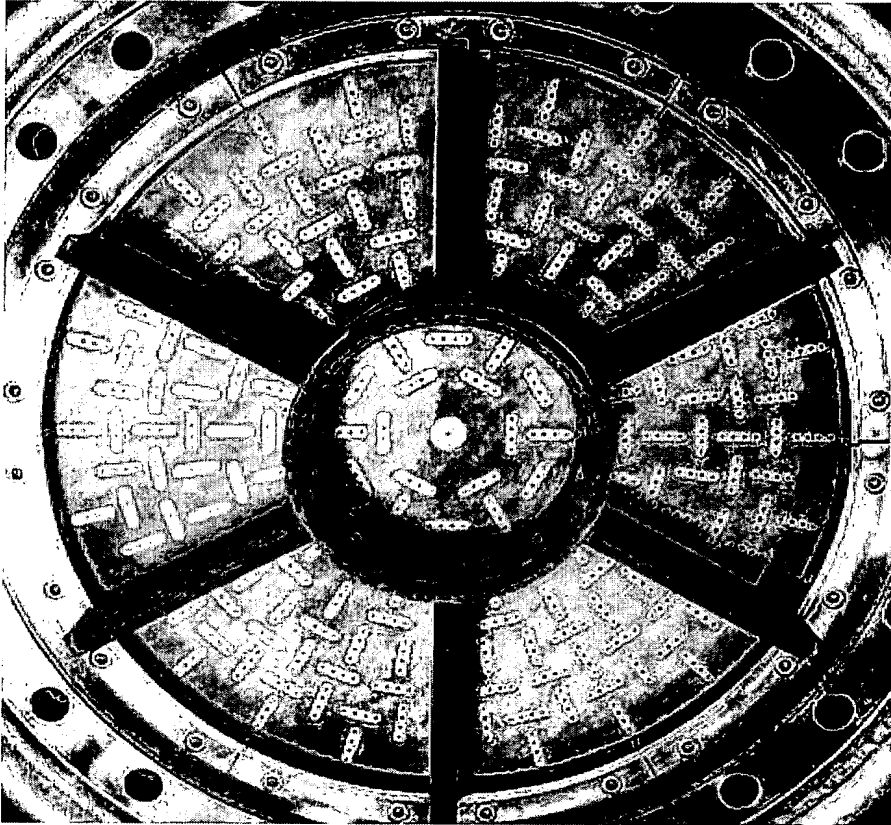
【도 9】



【도 10】



【도 11】



【도 12】

